文章编号:1000-4939(2023)06-1263-07

基于飞行实测的大型飞机机翼载荷静气弹修正

张建刚[1],余建虎[2],牛孝飞[1],赵冬强[1]

(1. 航空工业第一飞机设计研究院,710089 西安;2. 中国飞行试验研究院,710089 西安)

摘　要:大型飞机结构弹性会显著的影响到机体的载荷大小及分布,准确计算结构弹性引起的载荷变化对提高飞机设计水平具有重要意义。首先给出了一种机翼气动载荷静气弹理论修正方法,该方法应用工程梁理论计算机翼变形,应用涡格法计算变形引起的气动力增量,然后进行迭代直至收敛,用升力面理论对 NACA – TN3030 报告中的升力线理论进行了改进提高。通过风洞试验证明了该理论方法的准确性。在飞行试验中测量得到了机翼变形和飞行参数两方面的数据,分别以这两方面的数据为输入各自进行弹性修正计算,两种途径得到的结果相互验证,修正结果吻合较好,经过载荷修正后翼根弯矩降低了大约 3%,该方法易于在工程中推广使用,对于减轻机翼结构重量有显著意义。

关键词:机翼载荷;弹性修正;风洞试验;飞行试验

中图分类号:V215.1　　**文献标志码**:A　　**DOI**:10.11776/j.issn.1000-4939.2023.06.005

Static aeroelastic correction of large aircraft wing load based on flight measurement

ZHANG Jiangang[1], YU Jianhu[2], NIU Xiaofei[1], ZHAO Dongqiang[1]

(1. The First Aircraft Institute of the Aviation Industry Corporation of China, 710089 Xi'an, China;
2. Chinese Flight Test Establishment, 710089 Xi'an, China)

Abstract: The structural elasticity of large aircraft will significantly affect the load size and distribution of the airframe. It is important to calculate the load variation caused by structural elasticity accurately for improving the design level of aircraft. In this paper, a modified method of aeroelastic theory for aerodynamic load of wing is presented, which uses the theory of engineering beam to calculate the aerodynamic increment caused by the deformation, then iterates to converge, and improves the lift line theory in NACA – TN3030 report by using the theory of lift surface. The accuracy of the method is proved by wind tunnel test. In flight test, the data of wing deformation and flight parameters are measured, and the elastic correction calculation is carried out respectively with the data of these two aspects as input. The results of the two methods are verified by each other, and the correction results are in good agreement with each other. After load correction, the bending moment of wing root is reduced by about 3%. This method is easy to be popularized in engineering. It is significant to lighten the weight of wing structure.

Key words: wing load; elastic correction; wind tunnel test; flight test

收稿日期:2021-12-29　　**修回日期**:2022-06-02

通信作者:张建刚,高级工程师。E-mail:155246438@qq.com

引用格式:张建刚,余建虎,牛孝飞,等.基于飞行实测的大型飞机机翼载荷静气弹修正[J].应用力学学报,2023,40(6):1263-1269.

ZHANG Jiangang, YU Jianhu, NIU Xiaofei, et al. Static aeroelastic correction of large aircraft wing load based on flight measurement[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2023, 40(6):1263-1269.

一架飞机从起飞到着陆全过程无时无刻不在承受着载荷,包括空气动力载荷、发动机推力和自身的惯性载荷。载荷是静强度、动强度和疲劳强度分析的重要输入,准确确定结构载荷是飞机结构强度设计的基础。如果设计载荷小于实际使用情况,必然因结构破坏导致飞行事故;反之若设计载荷过大则会导致飞机结构重量增加而影响飞机的性能。在我国大飞机工程发展之初,为保证我国研制的大型飞机具有国际竞争力,国内专家就将大型飞机载荷确定技术列为必须突破的关键技术之一[1]。

随着飞机设计技术的不断发展,飞机性能不断提高。对于大型运输类飞机,为了提高经济性,出于增升减阻的目的,通常采用更大展弦比的机翼、较薄的翼型,为了增加座位而加长机身,这些使得飞机变得更长、更细、更柔软[2]。因此,飞机的弹性变形对载荷的影响也越来越重要,准确地计算弹性飞机在实际飞行中的载荷,对于飞机的结构和强度设计非常重要。大型飞机的机翼在飞行过程中会产生显著的弹性变形,此变形会对机翼的气动载荷分布产生明显的影响。在国军标[3]和适航规范[4]中都有相应的要求,要求在载荷计算中必须考虑结构变形对载荷分布的影响,也就是要进行弹性修正。另一方面,现代大型运输机通常采用大展弦比的后掠机翼,该类型的机翼载荷经过弹性修正后会有较为明显的降低,这对于减轻机翼结构重量很有帮助。

按照规范要求,飞机结构载荷的种类众多,经过多个飞机型号研制的实践证明,稳定俯仰机动是机翼载荷的设计情况,因为在该机动中全机不仅要达到最大的法向过载,同时平尾上又有很大的向下的配平载荷。因此对稳定俯仰情况的机翼载荷进行修正后就可以降低机翼的设计载荷,而其他类型的机动中,机翼载荷显著小于稳定俯仰机动,进行修正的意义不大。稳定俯仰机动是对称机动的一种,飞机在 $1g$ 平飞的初始状态下以很缓慢的速率偏转升降舵,俯仰角加速度为零。在此机动中,飞机总是处于平衡状态,变形对于结构固有频率非常缓慢,可以忽略变形引起的惯性力,因而该问题可以用静气弹的理论进行分析。

从很早之前人们就开始研究机翼载荷的静气弹修正方法。近些年随着计算机技术的发展,对于静气弹问题越来越多的学者采用采用计算结构力学(computational structural dynamics,CSD)与计算流体力学(computational fluid dynamics,CFD)耦合计算的方法研究机翼的静气动弹性响应问题。计算中通常采用非结构动网格技术来适应迭代过程中的机翼变形[5-6],通过 RBF(径向基函数)方法实现流固耦合面的数据交换[7]。在描述结构变形时,也有采用模态叠加的方法[8]。CFD/CSD 耦合的方法需要较大的计算耗费,不利于工程应用,工程上目前更多的仍是采用相对简化但精度满足工程要求的做法。早年的 NACA－TN3030 给出来一种适合于工程应用的修正方法[9],其核心思想是:在刚性载荷的基础上,利用工程梁理论计算机翼的变形,用升力线理论计算变形引起的气动力增量,然后在这二者之间进行迭代直至收敛。这种方法具有物理概念清晰、计算快捷等优点。国内在工程实践中,采用这种方法研究了静气弹效应对机翼载荷大小及分布的影响[10-13],但是这种方法的气动力计算采用的升力线理论对于较大后掠角的机翼会有比较大的误差。同时对于静气弹的研究更多关注的是其于对气动和飞行性能的影响,对载荷的关注较少,关于静气弹载荷分布修正的风洞试验很少[14],通过飞行试验进行研究的更是还没有公开的发表的文献。

本研究首先给出了一种理论分析方法,使用升力面理论计算气动力增量,从而对 NACA TN3030 中的方法进行了改进,其次通过风洞试验证明了理论分析方法的准确性,最后使用在试飞试验中得到的两方面实测数据。应用该理论分析方法通过两种途径对机翼气动载荷进行了静气弹修正,两种途径的修正结果可以相互比较验证。

1 理论分析

静气弹计算通常需要进行结构变形和变形引起的气动力增量计算,并且要在两者之间进行迭代直至收敛,下面分别叙述。

1.1 机翼变形计算原理

对于大展弦比的机翼,可以用一根变刚度的工程梁来描述[15]。梁的抗弯刚度和抗扭刚度分别为 $EI(z)$ 和 $GJ(z)$,z 坐标是沿机翼刚轴由翼根指向翼尖。机翼的变形用梁的变形来代替,机翼的变形有弯曲变形和扭转变形。根据莫尔定理,在弹性刚轴上任意一点的弯曲转角和绕刚轴的扭转角可以用单位载荷法来求,即在 A 点加一单位载荷(弯矩或扭矩),然后根据其引起刚轴上各切面的载荷分布和刚

轴实际所受的载荷即可求得弯曲变形角和扭转变形角,其表达式分别为

$$\varphi_A = \int_0^A \frac{M^0(z)M(z)}{EI(z)}\mathrm{d}z \tag{1}$$

$$\theta_A = \int_0^A \frac{T^0(z)T(z)}{GJ(z)}\mathrm{d}z \tag{2}$$

式中:φ_A 为在载荷 $M(z)$ 作用下刚轴上 A 点的弯曲角度;θ_A 为在载荷 $T(z)$ 作用下刚轴上 A 点的扭转角度;$M^0(z)$ 为在 A 点作用一单位弯矩后刚轴上各截面的弯矩分布;$T^0(z)$ 为在 A 点作用一单位扭矩后刚轴上各截面的扭矩分布;$EI(z)$ 为机翼刚轴的弯曲刚度;$GJ(z)$ 为机翼刚轴的扭转刚度。

对于大展弦比的后掠机翼由于机翼的弯曲和扭转变形使得机翼的顺气流剖面的迎角发生变化。对于后掠机翼,若刚轴的后掠角为 Λ,机翼弯曲角度和扭转角度与顺气流剖面的迎角改变量 α_s 之间的关系为

$$\alpha_s = \theta\cos\Lambda - \varphi\sin\Lambda \tag{3}$$

式(3)表明,机翼剖面的迎角改变量可以表示成弯曲变形和扭转变形的函数,而这两个角度又与刚轴上的载荷分布有密切的关系。由此关系可以建立气动弹性变形引起的迎角增量和升力分布之间的关系。

在实际的计算中,按照翼肋的布置,将机翼沿展向划分为若干个站位,并从翼根到翼尖顺序编号,第 i 个站位的弯曲刚度和扭转刚度分别为 $EI(i)$、$GJ(i)$,这个站位上作用的弯矩和扭矩分别为 $M(i)$ 和 $T(i)$,则式(1)、(2)的连续积分可以用离散的代数和代替,并将其代入式(3)中得

$$\alpha_i = \sum_{k=1}^{i}\frac{T(k)d(k)}{GJ(k)}\cos\Lambda - \sum_{k=1}^{i}\frac{M(k)d(k)}{EI(k)}\sin\Lambda \tag{4}$$

式中:$d(k)$ 为沿刚轴方向两个肋站位之间的刚轴长度。在实际的计算过程中,净载荷的分布是已知的,也就是力的大小和作用点是已知的,结合机翼肋站位的布置和刚轴的位置,就可以确定出每个站位的弯矩和扭矩,代入式(4)即可得到每个肋站位沿来流方向的扭转角,即顺气流方向迎角变化量。

1.2　结构变形引起的气动力计算

对载荷进行静气弹修正时气动力计算的是变形引起的气动力增量。本研究采用涡格法计算,涡格法是升力面理论中一种比较实用的计算方法,目前在气弹和载荷分析、操稳、飞行力学和飞控等专业中仍被广泛使用[16-19]。对于翼身组合体,可将它投影在坐标平面上按一个当量机翼平面处理。涡格法在许多文献中均有介绍[20],该方法比 NACA-TN3030 中使用的升力线理论在计算较大后掠角和较小展弦比的机翼载荷时具有更高的精度。同时,在飞机研制的详细阶段,都会有比较完备的刚性气动力数据,对载荷进行弹性修正就是以刚性载荷为输入,计算出结构变形引起的载荷增量,而该增量与翼型厚度、弯度的关系并不大,因此涡格法应用在本方法中是可行的。

第 j 个涡格上的马蹄涡在第 i 个涡格控制点处产生的 y 向无量纲诱导速度值是 $\frac{v_{yij}}{v_\infty}$,气动力影响系数 C_{ij} 将 $\frac{v_{yij}}{v_\infty}$ 与第 j 个涡格上的涡强联系起来,由毕奥-萨瓦公式和几何关系有

$$\begin{aligned}C_{ij} &= \left(\frac{v_{yij}}{v_\infty}\right)_{\gamma j=1} \\ &= \frac{l}{4\pi}\Bigg\{\frac{1}{(x_i - x_{1j})(z_i - z_{2j}) - (x_i - x_{2j})(z_i - z_{1j})}\times \\ &\Bigg[\frac{(x_{2j}-x_{1j})(x_i-x_{1j}) + (z_{2j}-z_{1j})(z_i-z_{1j})}{\sqrt{(x_i-x_{1j})^2+(z_i-z_{1j})^2}} - \\ &\frac{(x_{2j}-x_{1j})(x_i-x_{2j}) + (z_{2j}-z_{1j})(z_i-z_{2j})}{\sqrt{(x_i-x_{2j})^2+(z_i-z_{2j})^2}}\Bigg] + \\ &\frac{1}{z_{1j}-z_i}\Bigg[1.0 + \frac{x_i - x_{1j}}{\sqrt{(x_i-x_{1j})^2+(z_i-z_{1j})^2}}\Bigg] - \\ &\frac{1}{z_{2j}-z_i}\Bigg[1.0 + \frac{x_i - x_{2j}}{\sqrt{(x_i-x_{2j})^2+(z_i-z_{2j})^2}}\Bigg]\Bigg\}\end{aligned} \tag{5}$$

$$\frac{v_{yij}}{v_\infty} = C_{ij}\gamma_j \tag{6}$$

将翼面线化边界条件式应用于第 i 个控制点上

$$\frac{v_{yi}}{v_\infty} = \left[\frac{\partial y(x,z)}{\partial x}\right]_i = \alpha_i \tag{7}$$

对于第 i 个涡格,根据它所处的站位,由式(4)得到对应的 α_i,计入所有涡格对它的影响,可得

$$\sum_{j=1}^{n} C_{ij}\gamma_j = \alpha_i \tag{8}$$

求解式(8)即可得到每个涡格上的涡强,再由茹科夫斯基升力定理即可得到该涡格上的气动力增量。

1.3　迭代计算

以刚性机翼的载荷作为输入,计算载荷作用下的机翼变形,然后计算此变形引起的气动载荷增量,

将此增量叠加在刚性机翼的载荷之上进行下一次迭代,直至收敛,迭代收敛的条件是相邻两次的迭代各肋剖面产生的迎角增量不再变化。实际的计算过程中可以取最外侧翼肋位置的顺气流迎角不再变化。

1.4 理论分析结果风洞试验验证

为了验证上述理论修正方法的正确性,加工了3副刚度各不相同的机翼进行风洞试验。其中一副是刚性机翼,另外两副是弹性机翼。弹性模型1的刚度由实际机翼刚度缩比得到。弹性模型2的刚度取为模型1的70%,通过降低模型刚度、增加模型的变形量来进一步验证本方法。在风洞试验中,对各个模型进行测力和测压,得到其在各工况下的气动载荷分布。然后以刚性模型的气动载荷和弹性模型的刚度数据为输入,按照前面叙述的方法对刚性载荷进行修正,得到弹性模型的预计的载荷,并将其与试验测量得到的实测弹性载荷进行对比,即可验证方法是否准确。图1和图2分别给出了两副模型的对比结果。

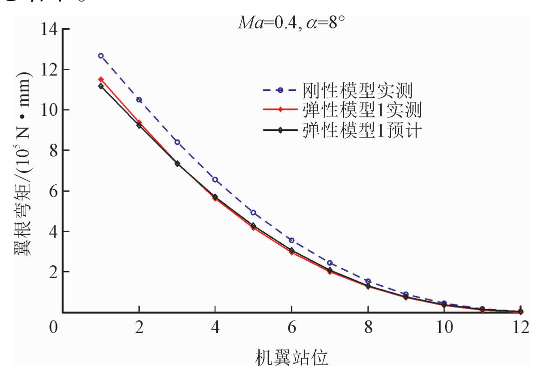


图1 弹性模型1的弯矩理论分析与试验实测对比

Fig. 1 Comparison between theoretical analysis and experimental measurement of bending moment of elastic model 1

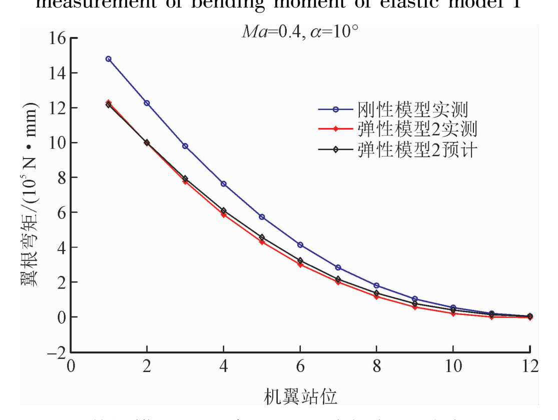


图2 弹性模型2的弯矩理论分析与试验实测对比

Fig. 2 Comparison between theoretical analysis and experimental measurement of bending moment of elastic model 2

由图1~2可以看出,弹性模型1和模型2在不同马赫数和迎角工况下,理论分析得到的弹性模型的弯矩数值和试验实测得到数值吻合程度较好,理论计算和试验实测得到的载荷变化量的趋势和数值吻合较好。证明了该分析方法可以有效解决工程实际中的载荷静气弹修正问题。实际工程应用中有两点是需要注意的:①气动力如果是在巡航(也就是1g平飞)状态下给出的,则需要在基础载荷中减去1g平飞的载荷,然后再进行修正,否则会导致修正量偏大;②修正后机翼上的总升力会有所降低,这样就不满足规定的过载系数,这时需要将整个飞机的迎角增大一定的量,使之满足过载系数要求,同时在机翼载荷上需要加上因迎角增大引起的气动载荷增量。

2 试飞验证

2.1 试飞试验概况

为了验证本研究修正方法的准确性,规划了相应的飞行试验。试飞飞机为某大型飞机,机翼外形为大展弦比后掠机翼,飞行 $M_\infty = 0.6$, $H = 7\,000$ m。在飞行试验中,飞机按照规范要求进行各种机动,在机动飞行的过程中通过相机实时测量机翼上若干数量足以描述机翼变形的特征点的坐标,通过对不同时刻特征点的坐标进行比对,就可以得到不同时刻的相对变形。同时对迎角、侧滑角、控制面的偏转角度和飞机的角速度进行测量,这些参数是计算气动载荷的关键参数。图3给出了右机翼上各测量点的位置,图4中给出了法向过载的时间历程。

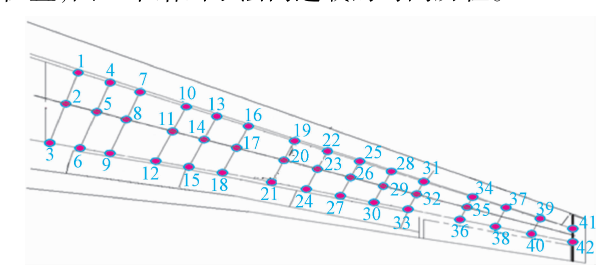


图3 右机翼位移测量点位置

Fig. 3 Right wing displacement measurement point position

对于大型飞机,在飞机设计时机翼的气动载荷是在巡航外形下给出的,也就是说飞机设计时气动载荷的计算已经考虑到了在1g过载时的机翼变形,因此只需要对在1g基础上的增量载荷进行修正,机翼变形量也相应取在1g基础上的增量。所以在机动过程中选取了2个典型时刻点,其中A时刻的法

向过载为 1.0g,B 时刻的法向过载为 2.33g,是整个飞行过程中的最大值,如图 4 所示。2 个工况之间飞机燃油消耗的重量相对于飞机重量来说是一个很小的量,计算中忽略不计。图 5 给出了机翼上各位移测量点在 B 时刻相对 A 时刻的变形量。表 1 给出了机翼典型部位的相对变形。

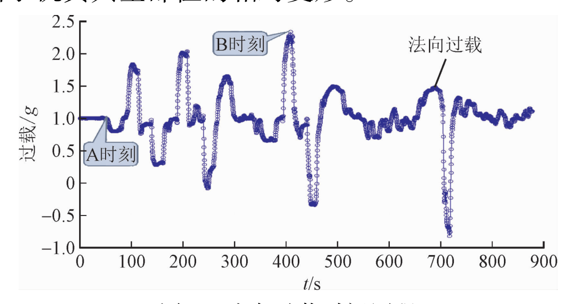


图 4　法向过载时间历程

Fig. 4　Normal overload time history

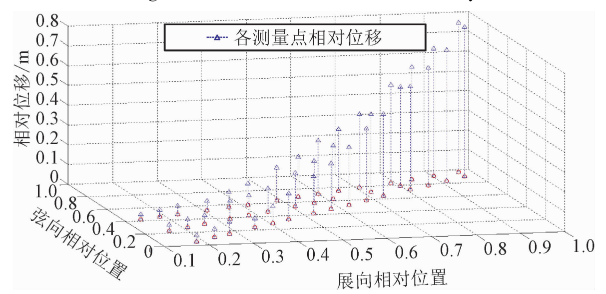


图 5　机翼 B 时刻相对 A 时刻的变形

Fig. 5　The deformation of the wing B-moment vs. A-moment

表 1　机翼典型部位位移

Tab. 1　Typical wing position displacement

序号	展向位置	弦向位置	位移/m
1	翼根	前缘	0.033
2	翼根	后缘	0.026
3	中部	前缘	0.169
4	中部	后缘	0.166
5	翼尖	前缘	0.757
6	翼尖	后缘	0.756

根据飞行实测的数据,可以通过两种方法对载荷进行静气弹修正:①是根据机翼测量点的相对变形,通过插值可以得到整个机翼的变形,进而可以直接得到因此弹性变形而引起的机翼载荷的修正量;②是通过实测的飞行参数进行载荷计算,可以计算得到刚性飞机的机翼载荷,以此刚性载荷为输入,按照第 1 节的理论可以计算得到载荷修正量。将以上两种途径得到的修正量进行对比,可以根据对比结果对方法进行验证。下面分别进行叙述。

2.2　根据实测变形修正

用 B 时刻的位移减去 A 时刻的位移,得到在 1g 载荷基础上的位移增量,对此位移增量进行插值运算,可以得到机翼每个气动网格下洗控制点处的位移和顺气流方向的斜率。插值方法采用薄板样条插值方法。薄板样条插值函数(有文献又称其为曲面样条函数)是径向基函数的一种,径向基函数是一类以点 $\boldsymbol{x}$ 到节点 $\boldsymbol{x}_i$ 的距离 $d_i = |\boldsymbol{x} - \boldsymbol{x}_i|$ 为自变量的函数。利用径向基函数,将试函数写为一般形式[21]

$$u(\boldsymbol{x}) = \sum_{i=1}^{N} \boldsymbol{\phi}_i a_i = \boldsymbol{\varphi}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{a} \tag{9}$$

式中:$\boldsymbol{\varphi}^{\mathrm{T}} = [\varphi_1 \quad \varphi_2 \quad \cdots \quad \varphi_N]$ 为已知径向基函数,本研究采用薄板样条函数,即

$$\boldsymbol{\phi}_i(\boldsymbol{x}) = d_i^2 \log d_i^2$$

$\boldsymbol{a}^{\mathrm{T}} = [a_1 \quad a_2 \quad \cdots \quad a_N]$ 为待定系数。根据定解条件

$$u(\boldsymbol{x}_i) = u_i \tag{10}$$

待定系数 a_i 可用已知的节点位移 $\boldsymbol{u}^{\mathrm{T}} = [u_1 \quad u_2 \quad \cdots \quad u_N]$ 来确定。在本方法中,根据测量点的坐标和各个个测量点处的位移 u_i 可以建立一个线性代数方程组,求解此方程即可得到待定系数 a_i ,所以式(9)可以写为

$$u(\boldsymbol{x}) = \boldsymbol{\varphi}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{a} = \boldsymbol{\varphi}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{H}^{-1} \boldsymbol{u} = \boldsymbol{N}^{\mathrm{T}} \boldsymbol{u} \tag{11}$$

由式(11),根据测量点的位移可以插值得到机翼上坐标为 $\boldsymbol{x}$ 的任意一点的位移及顺气流方向的斜率。经过插值计算,得出机翼实测位移和气动网格控制点的位移对比(图 6)。然后计算此变形引起的气动力增量。由于此变形的存在,导致飞机在同样的飞行参数下相对刚性飞机总升力有所降低,为满足规范规定的过载要求,需要将全机迎角统一增大某一角度补偿总升力的降低。将弹性变形引起的气动力加上增大迎角后增加的气动力即可得到最后的载荷修正量。

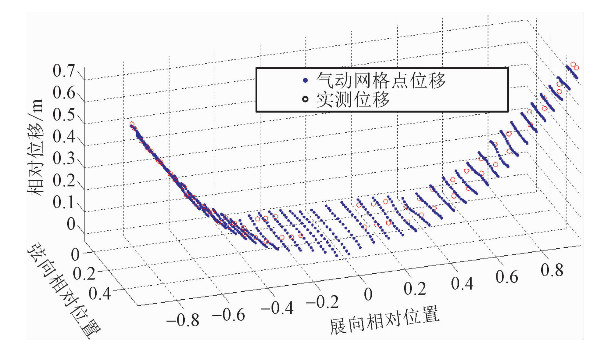


图 6　机翼实测变形和气动网格插值结果对比

Fig. 6　Comparison between the measured deformation of wing and the result of aerodynamic mesh interpolation

2.3 根据实测习行参数进行修正

在试验中测量得到了飞机迎角、角速度和舵偏角等参数,由这些参数计算可得到刚体飞机的气动载荷,载荷分布来源于型号风洞试验结果,机翼上的气动力分布载荷 $\boldsymbol{F}$ 是速压 dq 、迎角 α 、侧滑角 β 、舵偏等 δ 、角速度 p 等飞行参数的函数,即

$$\boldsymbol{F} = \boldsymbol{F}(dq, \alpha, \beta, \delta_a, \delta_{sp}, p, q, r, \cdots) \tag{12}$$

实际型号中,都有足够的风洞试验数据,根据这些数据进行必要的插值,就可以得到的机翼上某特定状态下的气动力载荷分布。同时根据飞行参数(线角速度、角速度和角加速度)和飞机的质量分布,可以计算得到飞机的惯性载荷,将机翼的气动载荷与惯性载荷叠加后得到净载荷,以此载荷作为输入按照第 1 节的方法计算即可得到根据实测飞行参数的修正结果。

2.4 两种途径修正结果比较

图 7 和图 8 分别给出了机翼剪力和弯矩按照实测变形的修正结果和实测飞行参数修正的结果。图中曲线数值分别代表剪力和弯矩的变化量,横坐标表示机翼展向相对坐标,从 0 到 1 表示从翼根到翼尖。

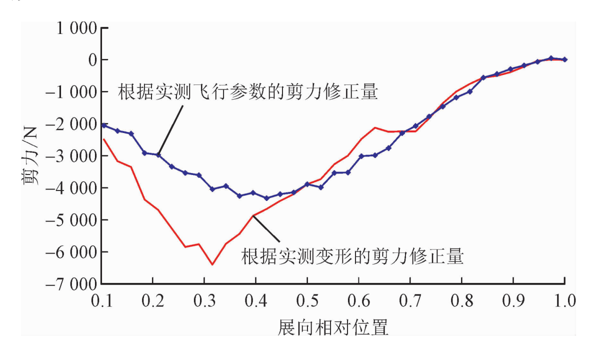


图 7 剪力各站位修正量

Fig. 7 Shear correction of every station

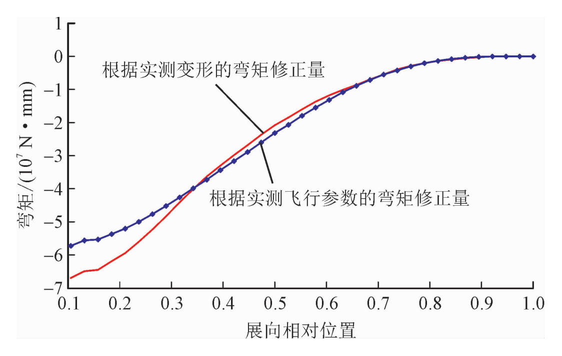


图 8 弯矩各站位修正量

Fig. 8 Bending moment correction of every station

由图 7 ~ 8 可以看出,两种方法的修正结果趋势一致,并且在中外翼数值上也比较接近。而在靠近翼根的部分差别稍微增大,这是由于在实际的飞行中,飞机很难做到真正意义上的稳定俯仰,难免带有角加速度和结构振动,在靠近翼根部分因为有大的集中质量(燃油和发动机),导致按照稳定俯仰计算得到的惯性载荷与实际出入较大。将刚性飞机的弯矩与两种修正方法得到的弹性飞机的弯矩进行对比,如图 9 所示。

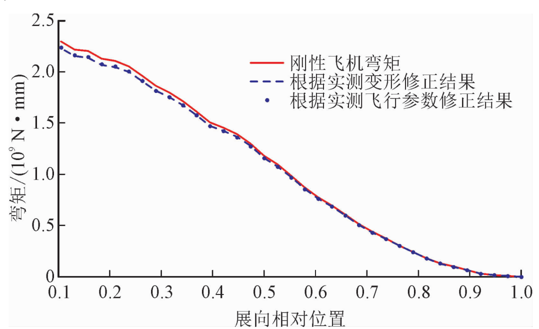


图 9 刚性飞机弯矩与修正后的弯矩对比

Fig. 9 Comparison between the moment of rigid aircraft and the modified moment

由图 9 可以看出,两种修正方法得到的弹性飞机的弯矩符合较好。该工况的翼根净弯矩为约 2.3×10^9 N · mm,修正量大约为 3% ,修正量的量级也较为合理。

3 结 论

本研究针对大型飞机机翼气动载荷静气弹修正问题,提出了一种计算方法,并通过风洞试验验证了该方法的准确性,然后将该方法应用在了基于试飞实测数据的机翼载荷静气弹修正中,结论如下。

1)针对不同刚度的机翼风洞试验工况,本研究的分析方法与试验结果吻合良好,证明了理论分析方法是准确可靠的。该方法具有物理概念清晰、计算简单和精度满足工程要求的特点,适合工程应用。

2)完成了基于试飞实测数据的机翼载荷静气动弹性修正的工作,以两方面的实测数据为输入,通过两种途径进行了修正,根据机翼变形得到的修正结果与根据实测飞行参数得到的修正结果符合较好,进一步证明了理论分析方法的准确性。本方法所用到的机翼刚度数据和刚体气动力数据在详细设计阶段都是易于获取的,因此本方法可以应用于后续的型号研制中。

3)大展弦比后掠机翼的气动载荷经过静气弹修

正以后,可以明显降低翼根的弯矩,本研究对实测试飞中的特定工况进行计算,得到的弯矩降低量是3%,这已经是一个比较可观的数值,同时该工况并非是机翼载荷最大的工况,所以对于机翼的设计工况载荷进行修正后,弯矩降低的量级会更大,这对于减轻机翼结构重量很有帮助。

参考文献:

[1] 郑诚行. 大型运输机的飞行载荷设计[C]//大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会 2007 年年会. 深圳:中国航空学会,2007:251-256.

[2] SILVESTRE F J,PAGLIONE P. Dynamics and control of a flexible aircraft[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. Reston,VA,USA:AIAA,2008:AIAA 2008-6876.

[3] 中国人民解放军总装备部. 军用飞机结构强度规范第 2 部分:飞行载荷:GJB 67.2A-2008[S]. 北京:中国人民解放军总装备部,2008.

[4] 中国民用航空总局. 运输类飞机适航标准:CCAR-25-R3[S]. 北京:中国民用航空总局,2001.

[5] ATIK H,BARAN Ö U,TÜZÜN A. Static aeroelastic calculations for a wing under large deformations[C]//30th AIAA Applied Aerodynamics Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2012: AIAA 2012-2765.

[6] 范锐军,冯朝辉,周洲. 大展弦比无人机的静气弹问题计算及分析[J]. 力学季刊,2009,30(4):548-554.
FAN Ruijun,FENG Zhaohui,ZHOU Zhou. Static aeroelastic investigation of large aspect ratio UAV[J]. Chinese quarterly of mechanics,2009,30(4):548-554(in Chinese).

[7] 周强,李东风,陈刚,等. 基于 CFD 和 CSM 耦合的通用静气弹分析方法[J]. 航空动力学报,2018,33(2):355-363.
ZHOU Qiang,LI Dongfeng,CHEN Gang,et al. General static aeroelasticity analysis method based on CFD/CSM coupling[J]. Journal of aerospace power,2018,33(2):355-363(in Chinese).

[8] 崔久红,张建刚,郑其浩. 大展弦比太阳能无人机气动载荷计算方法研究[J]. 西安航空学院学报,2023,41(3):9-14.
CUI Jiuhong,ZHANG Jiangang,ZHENG Qihao. Aerodynamic load calculation of high-aspect-ratio solar unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Xi'an Aeronautical Institute,2023,41(3):9-14(in Chinese).

[9] GRAY W L,SCHENK K M. Amethod for calculating the subsonic steady-state loading on an airplane with a wing of arbitrary planform and stiffness[M]. Chicago:Boeing Airplane Company,1953.

[10] 刘亚美,张智. 大展弦比机翼载荷分布的气动弹性修正[J]. 民用飞机设计与研究,2009(2):5-7.
LIU Yamei,ZHANG Zhi. Aerodynamic load modification of large aspect ratio wing[J]. Civil aircraft design and research,2009(2):5-7(in Chinese).

[11] 瞿进. 机翼载荷弹性修正[J]. 民用飞机设计与研究,2009(4):20-22.
QU Jin. Aeroelastic modification of wing load[J]. Civil aircraft design and research,2009(4):20-22(in Chinese).

[12] 张大千,杨楠. 基于升力线理论的大展弦比机翼静气弹分析[J]. 科技风,2017(1):13-14.
ZHANG Daqian, YANG Nan. Static aeroelastic analysis of wing with large swing ratio based on lift line theory[J]. Technology wind,2017(1):13-14(in Chinese).

[13] 郭天天,王天. 基于静气弹修正的亚音速大展弦比 飞机疲劳载荷计算研究[J]. 安徽师范大学学报(自然科学版),2018,41(3):238-245.
GUO Tiantian,WANG Tian. Subsonic high-aspect-ratio aircraft fatigue-load calculation and research based upon static-aeroelastic correction[J]. Journal of Anhui Normal University(natural science),2018,41(3):238-245(in Chinese).

[14] 张建刚,孙仁俊,金鑫. 大展弦比后掠机翼静气弹效应对气动载荷的影响实验与分析[J]. 应用力学学报,2017,34(3):570-575.
ZHANG Jiangang,SUN Renjun,JIN Xin. Test and study of static aeroelastic effects on wing's aerodynamic load[J]. Chinese journal of applied mechanics,2017,34(3):570-575(in Chinese).

[15] 丁亚修. 民用飞机载荷计算研究与软件研制[D]. 西安:西北工业大学,2003.

[16] CALDERON D E,COOPER J E,LOWENBERG M,et al. Sizing high-aspect-ratio wings with a geometrically nonlinear beam model[J]. Journal of aircraft,2019,56(4):1455-1470.

[17] SIMMONS B M,MCCLELLAND H G,WOOLSEY C A,et al. Nonlinear model identification methodology for small,fixed-wing,unmanned aircraft[J]. Journal of aircraft,2019,56(3):1056-1067.

[18] RICCIARDI A P,CANFIELD R A,PATIL M J,et al. Nonlinear aeroelastic scaled-model design[J]. Journal of aircraft,2016,53(1):20-32.

[19] GARMENDIA D C,MAVRIS D N. Alternative trim analysis formulations for vehicles with redundant multi-axis control surfaces[C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Reston,VA,USA:AIAA,2014:AIAA 2014-2058.

[20] 陈再新,刘福长,鲍国华. 空气动力学[M]. 北京:航空工业出版社,1993.

[21] 邢誉峰,李敏. 计算固体力学原理与方法[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2011.

(编辑　张璐)